



Ingenius. Revista de Ciencia y
Tecnología
ISSN: 1390-650X
revistaingenius@ups.edu.ec
Universidad Politécnica Salesiana
Ecuador

Valencia, Esteban A.; Hidalgo, Víctor H.; Aguinaga, Álvaro; Cando, Edgar; Caldera, Maricela

Estudio de tecnologías innovadoras para sistemas de propulsión en aeronaves

Ingenius. Revista de Ciencia y Tecnología, núm. 13, enero-junio, 2015, pp. 5-11

Universidad Politécnica Salesiana
Cuenca, Ecuador

Disponible en: <http://www.redalyc.org/articulo.oa?id=505554819002>

- Cómo citar el artículo
- Número completo
- Más información del artículo
- Página de la revista en redalyc.org

ESTUDIO DE TECNOLOGÍAS INNOVADORAS PARA SISTEMAS DE PROPULSIÓN EN AERONAVES

Esteban A. Valencia^{1,*}, Víctor H. Hidalgo², Álvaro Aguinaga³,

Edgar Cando⁴ y Maricela Caldera⁵

Resumen

Ecuador es un país con una economía emergente, el cual está comenzando a establecer una plataforma de investigación en diferentes áreas de la tecnología. En este marco, la industria aeroespacial se ve como un campo prometedor de investigación, debido a las numerosas ventajas para los servicios de vigilancia, transporte, infraestructura, comunicaciones, entre otros. Para mantener a la industria de la aviación en un camino de desarrollo sostenible y favorecer el crecimiento de esta en diversas áreas, es necesario crear nuevos sistemas de propulsión los cuales presenten beneficios en términos de consumo de combustible, reducción de emisiones y ruidos. En este ámbito, nuevas tecnologías como PTeD, BLI y HTS exhiben ventajas potenciales para mejorar el desempeño de las aeronaves. En el siguiente trabajo se utiliza un enfoque paramétrico para presentar una revisión de estas tecnologías y se examinan los beneficios que pueden brindar en términos de consumo energético. También se resaltan los desafíos que se necesitan vencer para poder implantar esta tecnología en aeronaves.

Palabras clave: Ingestión de capa límite, superconductores de alta temperatura, propulsión, propulsión turboeléctrica distribuida.

Abstract

Ecuador is a country with an emerging economy which is starting to set a research platform in different areas of technology. In this framework, aerospace looks as a promising field of investigation due to its numerous advantages for the development of surveillance services, transportation, infrastructure, communications, among others. To keep aviation as a sustainable industry and further enable the growing predicted in diversified areas, innovative propulsion systems which present benefits in terms of fuel consumption, noise emissions and pollution need to be determined. In this context, new technologies such as: TeDP, BLI and HTS may present a solution to the limitations that current propulsion systems present. In this work, a revision of this technologies and the presentation of the benefits that BLI and TeDP technologies could bring are studied using a parametric approach. In this context also major shortfalls in current technology as aerodynamic integration issues are examined.

Keywords: BLI, HTS, Propulsion, TeDP.

^{1,*}Doctor en sistemas de avanzados de propulsión en Cranfield University, Master en Ingeniería Aeronáutica en Delft University of Technology, Docente de la Escuela Politécnica Nacional.

Autor para correspondencia ☎: esteban.valencia@epn.edu.ec

²Doctorante en Termofluidos en Tshingua University, Máster en Fluidos, Docente de la Escuela Politécnica Nacional.

³Doctor en Ciencias Técnicas en la Politechnika Bialostocka, decano de la Facultad de Ingeniería Mecánica en la Escuela Politécnica Nacional, Ecuador.

⁴Doctorante en Termofluidos en Tshingua University, Máster en Ingeniería Mecánica en la Pontificia Universidad Católica de Río de Janeiro, docente en la Escuela Politécnica Nacional, Ecuador.

⁵Pasante en el Instituto de Idiomas ELH del Reino Unido.

Recibido: 07-10-2014, aprobado tras revisión: 03-06-2015

Forma sugerida de citación: Valencia, E.; Hidalgo, V.; Aguinaga, Á.; Cando, E.; Caldera, M. (2015). "Estudio de tecnologías innovadoras para sistemas de propulsión en aeronaves". INGENIUS. N.^o13, (Enero-Junio). pp. 5-11. ISSN: 1390-650X.

1. Introducción

Si la temperatura en el mundo se incrementara 4 °C más de lo que es hoy en día, los efectos previstos en el clima serían devastadores, teniendo repercusiones socioeconómicas graves y perjudiciales. La falta de acción sobre el cambio climático, no solo pone en riesgo la prosperidad de millones de personas, sino que desafía con hacer retroceder décadas de desarrollo sostenible [1].

El futuro impacto climático se ha convertido en un motivo de creciente preocupación internacional. La industria de la aviación no permanece indiferente a ello, debido a que se ha estimado que la aviación civil representa aproximadamente el 2-3% del total de las emisiones antropogénicas de CO₂ y 12% de las emisiones de las fuentes de transporte [2], [3]. Por estas razones la aviación civil ha tomado un enfoque más revolucionario, al investigar y desarrollar una nueva tecnología que permita contribuir a la conservación medioambiental.

Si no se toman acciones pertinentes, esta industria dejaría una huella imborrable en el medioambiente; gracias al aumento significativo en su tasa de crecimiento, el cual se espera sea del 4.5-5.0% por año hasta el año 2050. Además, cabe indicar que en otras áreas de la aviación, como, por ejemplo en aeronaves de menor escala, que incluyen los drones para repartición y transporte; estas cifras pueden ser sobrepasadas considerablemente tomando en cuenta el gran desarrollo en sistemas autónomos de aviación. Por otro lado, la fluctuación de los precios del combustible y las estrictas regulaciones ambientales van a influir en el rumbo de los próximos avances tecnológicos y operativos [4], [5].

Aunque el gasto de combustible sea una parte importante del costo operativo de las aerolíneas, el foco central del desarrollo de la tecnología ha sido la de mejorar la cantidad del consumo y ahorro de combustible, el mantenimiento de aterrizaje y despegue (LTO), el ruido y NO_x. Gracias a estas medidas en los últimos 40 años se ha logrado una reducción de 70% en el consumo de combustible y una disminución en el ruido en un 75% [6].

En cuanto a la aeronave y al sistema de propulsión, es evidente que las mejoras evolutivas a la tecnología convencional serán en gran parte insuficientes para cumplir las futuras metas referentes al desempeño y emisiones. Por lo tanto, se necesita de un enfoque más revolucionario en el cual se instrumenten nuevas arquitecturas de propulsión [7] [8].

1.1. Tecnologías potenciales

Las tecnologías potenciales para alcanzar las mejoras previstas, son innovaciones que cambian las reglas del juego, ya que introducen nuevas y valiosas oportunidades. El sistema de propulsión de un avión y su efecto sobre la utilización de los motores de pistón

en aeronaves, es un excelente ejemplo de lo que un cambio en el diseño puede brindar. En este caso la mejora en el sistema de propulsión se sintió después de la Segunda Guerra Mundial, debido a las ventajas significativas de los motores tipo turbofan, las cuales causaron un profundo cambio en la aeronáutica y la aviación mundial.

La búsqueda de futuras tecnologías en aviación requiere de un esfuerzo interdisciplinario. Los nuevos diseños se centran principalmente en los fuselajes y sistemas de propulsión. En estos es importante la integración óptima, la aplicación de combustibles alternativos, la seguridad, la fiabilidad, la reducción del impacto ambiental y el costo de operación.

Las evaluaciones multiobjetivo han indicado que se requieren cambios significativos en los diseños del vehículo y de los sistemas de propulsión para alcanzar los objetivos ambientales más ambiciosos [9], [10]. Uno de estos conceptos es el fuselaje tipo ala *Hybrid Wing Body* (HWB) y el sistema de propulsión distribuida (PTeD) los cuales resaltan como algunas de las tecnologías más prometedoras [11].

Las evaluaciones indican que el concepto va a cambiar la naturaleza en que la aeronave interactuará y afectará al medioambiente. Por tanto, entre muchas opciones evaluadas, y a pesar de un número significativo de desafíos tecnológicos, el fuselaje HWB tiene el potencial necesario para alcanzar los objetivos [12]. Referente al sistema de propulsión, se ha mencionado que la historia podría llegar a repetirse, y que el sistema PTeD sustituiría al motor de un avión convencional.

1.2. Génesis del sistema PTeD en un fuselaje de avión tipo ala (HWB)

Durante más de 60 años, el diseño básico tipo tubo de aviones comerciales se ha mantenido prácticamente igual. A través del tiempo, a pesar de que los aviones se han vuelto mucho más eficientes en términos de consumo de combustible, de reducción de emisiones y de ruido, la forma básica ha sido en gran parte la misma, siendo en realidad, un cambio evolutivo más que revolucionario.

Con el fin de hacer la transición a un diseño más eficiente, la restricción para la toma de las cargas de presión alrededor del anillo de tensión (fuselaje tipo tubo) fue retirado, y se supuso un alternativo concepto estructural que mantiene la forma del perfil del ala y el cual comúnmente se denomina fuselaje tipo ala (HWB) [12]. La Figura 1 muestra uno de los conceptos que utiliza este tipo de fuselaje. Con respecto al sistema de propulsión, se han desarrollado diseños que giran hacia un concepto de propulsión distribuida. En los cuales la energía generada a través de los motores principales es transmitida a ventiladores distribuidos, que se encargan de producir el empuje de la aeronave.

Tabla 1. Nomenclatura utilizada para los sistemas de propulsión.

Abreviación en inglés	Descripción
BLI	Ingestión de capa límite
BL	Capa límite
BPR	Razón de derivación en turbofans
HTS	Superconductores de alta temperatura
PTeD	Propulsión turboeléctrica distribuida
CV	Volumen de control

El siguiente desafío, en este tipo de sistemas, fue el de utilizar el método más eficiente para transmitir potencia desde el motor principal hacia los ventiladores del propulsor. Las principales alternativas fueron la transmisión mecánica y la producción de energía eléctrica y su difusión por medio de una red de distribución hacia varios ventiladores con motor eléctrico. Sin embargo, dependiendo de la potencia requerida por los equipos eléctricos, estos se vuelven muy grandes, y utilizando la tecnología actual no son aceptables para aplicaciones móviles. Por esta razón, para aviación civil una posibilidad fue el uso de superconductores de alta temperatura (HTS). En el caso de drones, estos problemas pueden ser evadidos por las dimensiones y requisitos energéticos en estos sistemas. El uso de HTS es clave para la realización del concepto del sistema PTeD desarrollado por NASA (Figura 1).

1.3. Ingestión de la capa límite (BLI)

Las oportunidades clave de un sistema integrado de este tipo (PTeD en un HWB), incluyen la posibilidad del diseño para un arrastre reducido ya que proporciona una mayor flexibilidad en el acomodamiento, un diseño estructural más eficiente y un sistema de propulsión totalmente integrado. La ingestión de la capa límite (BLI) se basa en la oportunidad de recuperar la energía perdida por las fuerzas viscosas que producen la pérdida de energía del sistema [14], [15] y por lo tanto incrementar la eficiencia del sistema de propulsión.

1.4. Oportunidades de los sistemas PTeD

Dependiendo de su configuración o arreglo, algunas de las bien conocidas ventajas del concepto incluyen: lograr una relación de derivación alta y eficaz (*BPR*), mientras que se conserva la eficiencia térmica de los motores centrales; menor consumo de combustible, debido a la mayor eficiencia propulsiva; reducción de emisiones al medioambiente y ruido. Entre los principales desafíos de este tipo de sistemas se encuentra el desarrollo de equipos HTS, los cuales al momento todavía son estudiados [16]. Sin embargo, en el caso de transmisión mecánica o eléctrica en aeronaves de menor tamaño donde el uso de HTS no sea imperativo,

la factibilidad de incorporar estos conceptos puede aumentar.

1.5. Posible aplicaciones en sistemas aéreos no tripulados (drones)

Ecuador es un país con una economía emergente, el cual está comenzando a establecer una plataforma de investigación en diferentes áreas de la tecnología. En este marco, la industria aeroespacial se ve como un campo prometedor de investigación, debido a las numerosas ventajas para los servicios de vigilancia, transporte, infraestructura y comunicaciones. Estas ventajas han motivado el estímulo gubernamental a este campo. Algunos ejemplos son la creación de la Agencia Espacial Ecuatoriana (EXA), la fabricación ecuatoriana de nanosatélites, la fabricación de vehículos aéreos no tripulados UAVs (UAV - 2 Gavilán), entre otros.

En cuanto a la investigación en aeronaves, los drones presentan beneficios potenciales para Ecuador. Hoy en día, los vehículos aéreos no tripulados (UAV), tienen un amplio rango de usos que van desde aplicaciones militares y logísticas hasta la agricultura. La versatilidad de este tipo de aviones está vinculada con la independencia de la interacción humana y por lo tanto, con la capacidad para llevar a cabo tareas que no son adecuadas para los seres humanos. En este ámbito, también los sistemas innovadores de propulsión pueden ser probados, ya que el mercado de drones presenta menos límitantes económicos y de seguridad, que los exhibidos por la aviación civil. Estas características, hacen que el análisis e implementación de las tecnologías y conceptos anteriormente citados sean más factibles. De esta manera se podría pavimentar el camino para el crecimiento de estas tecnologías.

2. Metodología

El sistema de propulsión distribuida ha sido estudiado en dos módulos. El primero corresponde a los propulsores distribuidos sobre el fuselaje tipo ala (BWB). La Figura 2 ilustra esquemáticamente como la capa límite puede ser ingerida por el propulsor. En este sentido, para incluir el efecto de BLI se ha determinado un

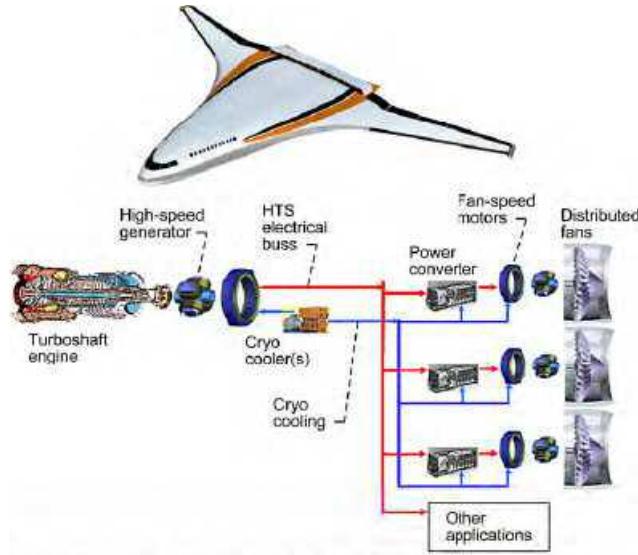


Figura 1. N3-X concepto de aeronave desarrollado por NASA para aviación civil [13].

volumen de control como el indicado en la Figura 2. Para el cálculo del desempeño del propulsor un método paramétrico es utilizado. Las propiedades del fluido (capa límite) son calculadas usando los valores promediales en función de la masa [17], [18], [19]. Puesto que la aeronave concepto NASA N3-X implementa PTeD y BLI, sus características de vuelo y desempeño han sido usados en este estudio. Estas se detallan en la Tabla 2. Para calcular las propiedades de la capa límite se necesitan los perfiles de velocidad y de presión total, estos han sido determinados usando la regla de $1/7^{\text{th}}$ la cual se muestra en la ecuación 1 y las siguientes suposiciones:

- Las diferencias en densidad no son tomadas en cuenta y el fluido de la capa límite es considerado incompresible. Esta suposición es hecha para este cálculo preliminar. Sin embargo, deberá ser mejorada cuando el diseño del fuselaje sea determinado.
- La estación de ingreso en el volumen de control está definido antes de que cualquier precompresión o difusión haya tomado lugar [20].
- La razón de flujo másico se supone igual a uno. Además de que la altura de la capa de ingestión (H_{CS}) es igual a la altura del conducto de admisión.

$$u = U_e \left(\frac{y}{\delta} \right)^{1/7} \quad (1)$$

En la ecuación 1 δ es el espesor de la capa límite, en el estudio esta se supone igual a un metro, para tener un perfil que simule un flujo turbulento, el cual es el que está en las condiciones de diseño (Tabla 2) del presente estudio ($Re = 218$ millones). En la ecuación 1 u y U_e corresponden a la velocidad puntual en la capa

límite y a la velocidad del tope de la capa límite respectivamente [21].

Tabla 2. Condiciones de operación para la aeronave concepto NASA N3-X [22].

Parámetro	Valores
Carga pagada [kg]	53558
Rango [km]	13890
Mínimo empuje requerido [N] a condición de crucero (12192 m)	73952.6
Mach number de vuelo M_{cr}	0.84

Para el cálculo del empuje producido por cada propulsor la ecuación 2 es utilizada.

$$F_N = NF [\dot{m}_f (V_4 - V_1) + (p_4 - p_\infty) A_4 - (p_1 - p_\infty) A_1] \quad (2)$$

En esta ecuación NF corresponde al número de propulsores, V a la velocidad, p a la presión estática y A al área.

Los promedios en función de la masa son calculados con la ecuación 3.

$$V_1 = \frac{1}{\dot{m}_f} \int_0^{H_{CS}} V_{BL}(y) \dot{m}_f(y) dy \quad (3)$$

Para determinar las propiedades del fluido antes del ventilador de cada propulsor la caída de presión en el ducto de admisión ha sido usada como parámetro de análisis. Las pérdidas de presión total en este estudio se definen con la ecuación 4.

$$\Delta P_{in} = \frac{\Delta P_{1-2}}{P_1} \quad (4)$$

Para definir la altura de la capa límite ingerida (H_{CS}) un cálculo iterativo es utilizado. Esta altura

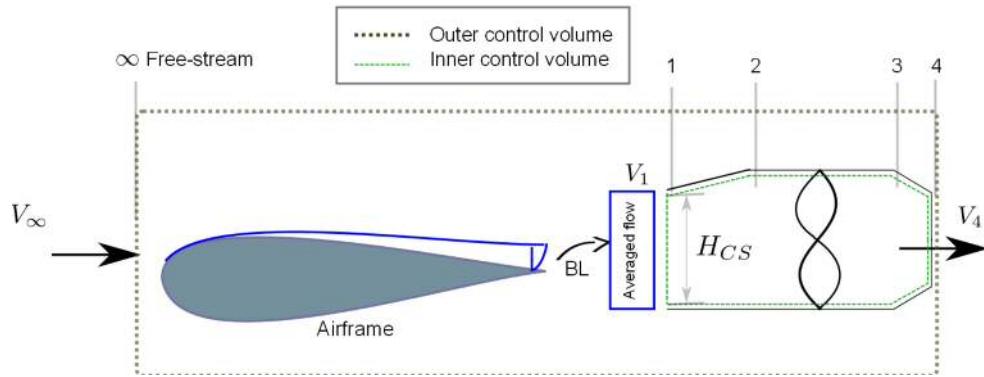


Figura 2. Volumen de control utilizado en el estudio.

es determinada, usando principios de continuidad en el ingreso del conducto y asumiendo la sección del mismo rectangular. Para este análisis los incrementos de presión (*FPR*) estuvieron entre 1.15-1.5 [23]. Un rango apropiado de pérdida de presión para este tipo de ductos es complicado de determinar, puesto que la investigación de estos todavía está en etapa preliminar, sin embargo, se menciona que los sistemas podrían presentar pérdidas en el rango de (1-2.5%) [24].

3. Resultados y discusión

En esta sección se muestra el efecto que tienen BLI y PTeD sobre el consumo de energía utilizado para la propulsión de la aeronave. La Figura 3 muestra como a medida que se incrementa la presión dada por el propulsor, la potencia consumida también lo hace para los casos en los que no existe BLI (sistemas de propulsión convencionales) y en los sistemas ideales ($\Delta P_{in} = 0\%$). En la comparación de estos sistemas se puede evidenciar el beneficio que tiene BLI, el cual para altos *FPR* muestra una gran mejora comparado con sistemas convencionales. Sin embargo, cuando BLI se presenta para un caso real ($\Delta P_{in} = 2\%$), los beneficios decrecen a bajos *FPR*, esto es debido a la dificultad de cubrir las pérdidas de presión por el propulsor. Aunque, también se debe al perfil de velocidades asumido en este trabajo, puesto que si el espesor de la capa límite varía, los beneficios ciertamente cambian. Para el caso de UAV este es un aspecto muy importante, ya que dependiendo del tipo de fluido ingerido (laminar o turbulento), se puede tener menor beneficio de BLI, pero también menor efecto negativo de los aspectos aerodinámicos de integración que conlleva BLI.

Para ilustrar cómo el consumo de poder cambia con la altura de la capa límite ingerida, en la Figura 4 se muestran estas dos variables para los mismos casos anteriormente explicados. En esta figura se observa como en el caso límite, el sistema de propulsión distribuida con BLI se comporta como un rotor abierto de infinita razón de derivación (*BPR*). Sin embargo,

para el caso de BLI con pérdidas, el comportamiento genera un mínimo, y se observa un incremento sustancial en la potencia requerida para el caso límite. En esta figura se evidencian los beneficios de PTeD, la cual permitiría grandes razones de derivación y la disminución en términos de potencia requerida por el sistema de propulsión. La ventaja de la propulsión distribuida radica en que a diferencia de los motores convencionales (turbofan), la razón de derivación no es limitada por el tamaño de los motores; los cuales en las configuraciones actuales necesitan ser fijados debajo de las alas. Por lo tanto, las razones de derivación no pueden exceder ciertos límites.

4. Conclusiones

En este trabajo se han mostrado las ventajas de BLI y PTeD aplicadas a una aeronave concepto. De los resultados obtenidos, se puede apreciar una gran mejora en términos de rendimiento cuando BLI se pone en marcha, debido principalmente al incremento en la eficiencia propulsiva y a la reducción del *momentum* de arrastre. Además, se ha encontrado un mayor obstáculo en la aplicación de esta tecnología desde el punto de vista de integración aerodinámica, y este corresponde a las pérdidas de presión total que se producen en los conductos de admisión. Este último aspecto se presenta como el gran desafío para hacer viable la implementación de la nueva tecnología. Para concluir, en este trabajo se menciona una metodología básica para el cálculo del desempeño de estos sistemas de propulsión. Esta metodología puede ser adaptada para el análisis de otras aeronaves, como por ejemplo los drones. Gracias a las regulaciones de seguridad y al menor costo de los drones, se podría permitir la evaluación de algunos conceptos innovadores. Sin embargo, cabe recalcar que en estos casos se aplican diferentes condiciones de funcionamiento y por lo tanto el uso de las tecnologías debería ser estudiado más a fondo para estos casos particulares.

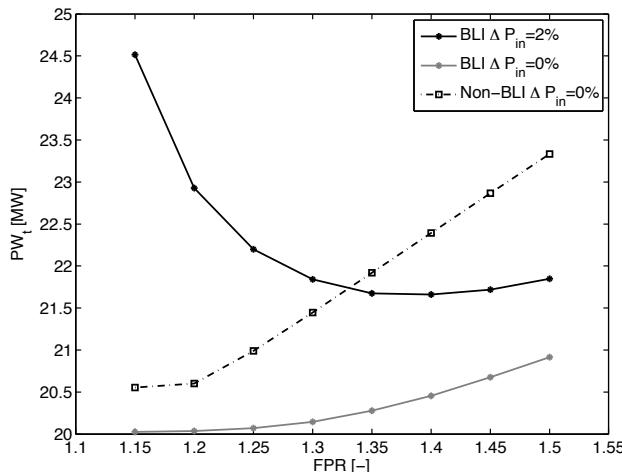


Figura 3. Potencia consumida por el arreglo de propulsores en función de la razón de presión.

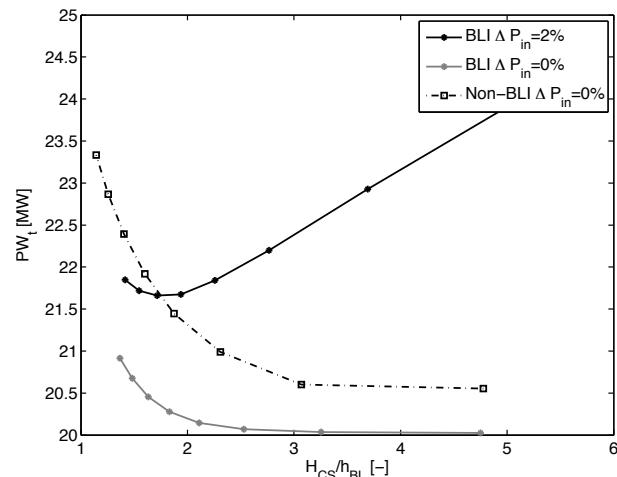


Figura 4. Potencia consumida por el arreglo de propulsores en función de la altura de capa límite ingerida.

5. Trabajo futuro

Determinar cómo varían las propiedades de ingreso del fluido (capa límite), de acuerdo con las condiciones de operación de drones u otras aeronaves diseñadas para un menor rango y carga. Analizar la distorsión inducida por BLI para este tipo de aeronaves.

Reconocimientos

Esta investigación ha sido parcialmente patrocinada por la Senescyt.

Referencias

- [1] World Bank, “Environmental report: Turn down the heat: Why a 4 °C warmer world must be avoided,” Potsdam Institute for Climate Impact Research and Climate Analytics, International Bank for Reconstruction and Development, Tech. Rep., 2012.
- [2] ICAO, “Environmental report 2013,” International Commercial Aviation Organisation, Montreal, Canada, Tech. Rep., 2013.
- [3] IPCC, “Environmental report 2013,” IPCC, Cambridge, UK, Tech. Rep., 2007.
- [4] ACARE. (2012, March) Aeronautics and air transport: Beyond division 2020 (towards 2050).
- [5] E. Greitzer, P. Bonnefoy, E. De la Rosa Blanco, C. Dorbian, M. Drela, D. Hall, R. Hansman, and J. Hileman, “N+3 Aircraft Concept Designs and Trade Studies,” NASA, EEUU, Tech. Rep., 2010.
- [6] Airbus, “Delivering the future, global market forecast 2011-2030 full book,” Web Page, March 2012.
- [7] L. Chengyuan and E. Valencia, “Design point analysis of a hybrid fuel cell gas turbine cycle for advanced distributed propulsion systems,” *Manuscript submitted for publication*, 2015.
- [8] ———, “Design point analysis of the turbofan-driven turboelectric distributed propulsion system with boundary layer ingesting,” *Manuscript submitted for publication*, 2015.
- [9] H. Kim, “Distributed propulsion vehicles,” in *27th International Congress of the Aeronautical Sciences*, France, 2010.
- [10] E. Valencia, N. Chengyuan, and N. Devaiah, “Propulsion system analysis using a parametric and the parallel compressor approach to model distortion in boundary layer ingestion systems,” *Manuscript submitted for publication*, 2015.
- [11] H. Kim, G. Brown, and J. Felder, “Distributed turboelectric propulsion for hybrid wing body aircraft,” in *International Powered Lift Conference*. London, England: Royal Aeronautical Society, 2008.
- [12] R. Liebeck, “Design of the blended wing body subsonic transport,” *Journal of Aircraft*, vol. 41, no. 1, pp. 10–25, 2004.
- [13] J. Felder, H. Kim, and G. Brown, “Turboelectric distributed propulsion engine cycle analysis for hybrid-wing-body aircraft,” in *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, 2009.

- [14] A. Plas, M. Sargeant, and D. Crichton, “Performance of a boundary layer ingesting (BLI) propulsion system,” in *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. AIAA, 2007.
- [15] M. Drela, “Power balance in aerodynamic flows,” in *27th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. San Antonio, Texas: AIAA, 2009.
- [16] C. Luongo, P. Masson, T. Nam, D. Mavris, H. Kim, G. Brown, M. Waters, and D. Hall, “Next generation more-electric aircraft: A potential application for hts superconductors,” *Applied Superconductivity, IEEE Transactions on*, vol. 19, no. 3, pp. 1055–1068, June 2009.
- [17] E. Valencia, D. Nalianda, P. Laskaridis, and R. Singh, “Methodology to assess the performance of an aircraft concept with distributed propulsion and boundary layer ingestion using a parametric approach,” *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G-Journal of Aerospace Engineering*, vol. 229, no. 4, pp. 451–458, 2015.
- [18] E. Valencia, P. Laskaridis, R. Singh, C. Liu, E. Cando, and V. Hidalgo, “Review of the investigation of innovative propulsion system architectures for aircraft,” *Revista Politécnica*, no. 35, 2015.
- [19] E. Valencia, “Investigation of propulsion architectures for advanced distributed propulsion systems,” Ph.D. dissertation, Cranfield University, 2015, Under publication.
- [20] H. Kim and J. Felder, “Control volume analysis of boundary layer ingesting propulsion systems with or without shock wave ahead of the inlet,” in *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, 2011.
- [21] J. Anderson, *Fundamentals of aerodynamics*, 3rd ed., ser. McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering. Boston: McGraw-Hill, 2001.
- [22] J. Felder, H. Kim, and G. Brown, “An examination of the effect of boundary layer ingestion on turboelectric distributed propulsion systems,” in *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, 2011.
- [23] L. Chengyuan, G. Doulgeris, P. Laskaridis, and R. Singh, “Turboelectric distributed propulsion system modelling for hybridwing-body aircraft,” in *48th AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Atlanta, Georgia: AIAA/ASME/ASEE, 2012.
- [24] D. Rodríguez, “Multidisciplinary optimization method for designing boundary-layer-ingesting inlets,” *Journal of Aircraft*, vol. 46, no. 3, pp. 883–894, 2009.